

⑨ BUNDESREPUBLIK
DEUTSCHLAND



DEUTSCHES
PATENTAMT

⑫ Offenlegungsschrift
⑩ DE 44 43 731 A1

⑮ Int. Cl. 6:
B 64 C 29/00
B 64 C 3/42
B 64 C 39/04

DE 44 43 731 A1

⑯ Aktenzeichen: P 44 43 731.5
⑯ Anmeldetag: 8. 12. 94
⑯ Offenlegungstag: 13. 6. 96

⑰ Anmelder:
Dornier, Conrado, 82229 Seefeld, DE

⑲ Vertreter:
Tiedtke, Bühlung, Kinne & Partner, 80336 München

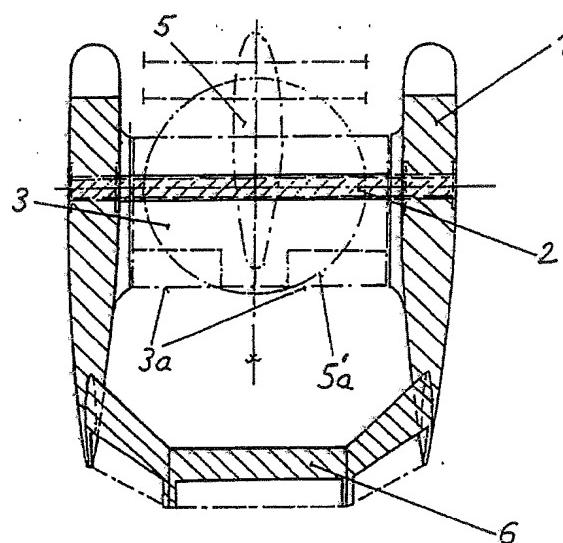
⑳ Erfinder:
gleich Anmelder

㉑ Entgegenhaltungen:
DE-PS 12 41 270
DE 39 29 886 A1
DE-OS 20 32 259
US 51 41 176
WO 94 16 942

Prüfungsantrag gem. § 44 PatG ist gestellt

㉒ V/STOL-Flugzeug

㉓ Ein V/STOL-Flugzeug, bestehend im wesentlichen aus zwei zur Aufnahme von Nutzlast geeigneten Rümpfen (1), zwischen denen ein die beiden Rümpfe starr verbindender Rohrholm (2) angeordnet ist und aus einem auf dem Rohrholm (2) mindestens um 90° gegenüber den beiden Rümpfen schwenkbar gelagertem Flügel (3), an dem eine mit dem Flügel (3) verschwenkbare Antriebseinheit (5) befestigt ist.



DE 44 43 731 A1

Die folgenden Angaben sind den vom Anmelder eingereichten Unterlagen entnommen

BUNDESDRUCKEREI 04. 96 602 024/296

12/26

Beschreibung

Die Erfindung betrifft ein V/STOL-Flugzeug mit einem zwischen den Rümpfen angeordneten schwenkbaren und mit einer Antriebsanlage ausgerüsteten Flügel.

Ein V/STOL Flugzeug ist ein Flugzeug, das sowohl für Senkrechtsstarts und -landen als auch für kurzes Horizontalstarten und -landen vorbereitet ist. Bei V/STOL-Flugzeugen mit Propellerantrieb sind im wesentlichen zwei Konfigurationsmöglichkeiten bekannt geworden, nämlich Kippflügel- und Kippgondelflugzeuge.

Bei Kippflügelflugzeugen wird der Flügel, auf welchem die Propellertriebwerke sitzen, im Gesamten bei Start und Landung in eine vertikale Position gedreht, so daß der nach unten gerichtete Propellerstrahl als Schub nach oben wirkt und das Flugzeuggewicht aufheben kann. Rumpf- und Flügelprofilachse bilden dann einen annähernd rechten Winkel.

Beim Übergang vom Schweben- in den Reiseflug (der sogenannten Transition) wird der Flügel allmählich von der senkrechten in die waagerechte Normalposition geschwenkt; bei der Landung umgekehrt. Es ist einleuchtend, daß in der Transition der Flügel bei den sehr großen Anstellwinkeln über die ganze Spannweite einen starken Abwind verursacht, der das Höhenleitwerk beeinflussen kann. In diesem Falle wird das Höhenleitwerk von einer abwärtsgerichteten Luftströmung getroffen, was wiederum zu einer Störung des Momentenhaushaltes um die y (Nick)-Achse führen würde. Zur Vermeidung dieses unerwünschten Effekts sind bei bisher bekannt gewordenen Kippflügeln, nämlich bei den Typen LTV XC-142 A, Canadair CL 84, den Projekten VFW VC 400 und Bölkow BO 140 die Leitwerke bzw. der vordere Tandemflügel mit dem Flügel mit verschwenkt worden. Auch wenn hierbei der Leitwerksschwenkwinkel geringer als der des Flügels sein kann, so bedeutet eine solche Schwenkvorrichtung, die zudem mit der Flügelschwenkung genau synchron arbeiten muß, einen erheblichen Mehraufwand an Gewicht und Komplexität.

Diese Nachteile betreffen ebenso vertikal wirkende Steuergläser, welche oft im Heck von Kippflügeln angeordnet sind und wegen der geringen Steuerungssautorität des nicht zyklisch verstellbaren Propellerantriebs um die Nickachse erforderlich sind. Als zyklisch verstellbar ist beispielsweise eine Hubschrauber-Rotorsteuerung mit Einzelblattsteuerung zur Veränderung des Schubmittelpunkts in der Rotorkreisfläche anzusehen.

Ein solches Beispiel für ein Kippflügelflugzeug ist in der DE-PS-12 41 270 beschrieben. Dort wird für einen Vertikalstart oder Schwebeflug der Tragflügel über seine gesamte Spannweite gekippt. Für diesen Flugzustand muß im Flugzeugheck eine besondere Strahldüseneinheit vorgesehen werden, um bei fehlender oder bei nur geringer Vorwärtsgeschwindigkeit eine Nicksteuerung durchführen zu können. Da in Folge des Bodeneffektes die üblichen, an der Flügelhinterkante angeordneten Querruder für eine Giersteuerung um die Flugzeughochachse nicht voll wirksam sind, wird in der genannten DE-PS-12 41 270 vorgeschlagen, das ganze äußere Tragflächenende als im wesentlichen völlig innerhalb des vom Propellerantrieb erzeugten Luftstrahles liegende Quersteuerfläche auszubilden.

Ein weiterer Nachteil der Kippflügelkonfiguration ist die Tatsache, daß die Schwenkmechanik während der Transition sämtliche Lasten aus dem Antrieb (Trägheits-/Kreiselmomente, Momente aus Propellerschub) und dem Flügel übernehmen muß. Da der Flügel in der

Transition beachtliche Luftlasten aufbauen kann und Lastfaktoren berücksichtigt werden müssen, muß die Schwenkmechanik entsprechend stark dimensioniert werden, was Platz und Gewicht kostet.

5 Zwar erbringt ein Kippflügelflugzeug meist eine brauchbare Reiseleistung und bietet auch bei Senkrechtsstart und -Landung den Vorteil einer geringen Stirnfläche. Ferner ist mit ihm gegebenenfalls auch ein horizontaler Start bzw. Landung möglich. Dem gegenüber überwiegen aber die oben genannten Nachteile hinsichtlich der Komplexität von Steuergläsern und Kontrolle des Leitwerkes.

Bei der Kippgondelkonfiguration ähnlich den bekannt gewordenen Typen Bell XV-3 und XV-15 wird nicht der Flügel, sondern allein die Propeller- oder Rotor gondel um den feststehenden Flügel in die vertikale Position geschwenkt. Ein weiteres Beispiel für schwankbare bzw. kippbare Rotoren ist in der DE-OS-20 32 259 beschrieben. Dort sind die Rotoren der Triebwerke am Ende von feststehenden Flügeln kippbar angeordnet und werden von im Flugzeugheck vorgesehenen Triebwerken angetrieben. Die Rotoren sind nach der Art von Drehflüglern ausgebildet und können durch Verschwenken bzw. durch Kippen von Hubschrauberbetrieb mit vertikalem Start und vertikaler Landung in Propellerbetrieb für den Reisebetrieb bzw. umgekehrt gebracht werden.

30 Damit sind zwar die oben genannten Nachteile der Kippflügelkonfiguration hinsichtlich störender Beeinflussung des Leitwerkes und der aufwendigen Verschwenkmechanik vermieden. Doch zeigen sich hier andere Nachteile: ein Großteil des feststehenden Flügels wird im Schwebeflug vom Propellerstrahl beaufschlagt, d. h. die Strahlflächenbelastung (Flugzeuggewicht/Propeller-(Rotor-)Fläche) muß für den Schwebeflug auf ein erträgliches Maß herabgesetzt werden. Dabei hat die Praxis gezeigt, daß die Strahlflächenbelastung in den Bereich der von Hubschraubern üblichen Größe führt, was wiederum verbunden ist mit der Notwendigkeit von 35 großen Rotoren und den dabei auftretenden Problemen: hohes Gewicht, Einschränkungen im Entwurf (großer Rotordurchmesser), aeroelastische Beanspruchung, insbesondere Böenempfindlichkeit; schlechte Reiseflugeigenschaften, da der Rotor zu groß ist. Die Form des Flügels richtet sich hierbei nach dem Propellerdurchmesser und ist nicht optimal für den Reiseflug. Außerdem ergibt sich beim Verschwenken der Rotoren eine hohe Lagerbelastung am Flügelende, die von verhältnismäßig kleinen dort angeordneten Zapfen aufgenommen werden muß. Außerdem ist eine Normallandung mit unverschwenkten Gondeln im Notfall nicht möglich.

40 Ein weiterer Nachteil, der sowohl den mehrmotorigen Kippflügeln als auch den Kippgondelflugzeugen gemeinsam ist, betrifft das für einen Triebwerksausfall vorgesehene Verbindungs-Wellensystem. Dabei müssen die Wellen, welche die Triebwerke untereinander verbinden, im Betrieb ständig mitlaufen, um beim Ausfall eines Triebwerks dessen Propeller bzw. Rotor weiter antreiben zu können. Nur dadurch kann bei einem Triebwerksausfall vor allem in der VTOL-Phase Schub-Unsymmetrie und der drohende Absturz vermieden werden. Dieses Wellensystem erfordert naturgemäß eine beträchtliche Anzahl von Lagerstellen, Wellenkupplungen, Freilaufen und Verzweigungsgetrieben. Es liegt auf der Hand, daß derartige Komponenten nicht nur Mehrgewicht auf Kosten der Zuladung verursachen, sondern einen erheblichen Wartungsaufwand benötigen. Somit muß bei derartigen Konstruktionen von

erhöhten Betriebskosten und verringrigerter Verfügbarkeit ausgegangen werden, was zu einer Beeinträchtigung der Wirtschaftlichkeit führt.

Eine Lösung mit in dieser Hinsicht verbesserten Merkmalen ist durch die Artikel der Zeitschrift Aviation Week & Space Technology vom 8. März 1993, Seite 47 und 8. August 1994, Seite 55 bekannt geworden.

Durch die Verwendung von nur einem Antrieb entfällt zwar das o.g. Übertragungswellensystem, doch eignen sich die beiden vorgestellten Flugzeugtypen lediglich für Kurzstart und -landung (= STOL), da wesentliche Elemente eines VTOL-Flugzeugs nicht vorhanden sind. Hierzu ist zu bemerken, daß der Antrieb — wie in der Darstellung gezeigt — aus nur einem Propeller besteht, dessen Drehmoment im Fall des Senkrechtstarts die Flugzeuglage um die Hochachse derart beeinflussen würde, daß ein Start nicht möglich wäre. Im Artikel der Zeitschrift Aviation Week & Space Technology vom 8. März 1993, Seite 47 wird insofern auf einen möglichen Senkrechtstart bzw. Schwebeflug Bezug genommen, als daß für diesen Fall die Hinzufügung von Stabilitätshilfen ("addition of stability augmentation devices") vorgeschlagen wird. Jedoch gibt es eine Vielzahl von Stabilisierungshilfen für ein VTOL-Flugzeug, die jede für sich betrachtet verschiedene Vor- und Nachteile mit sich bringen.

Darüberhinaus ist es bei der dargestellten Fahrwerksanordnung nicht möglich, einen VTOL-Betrieb durchzuführen, da das Fluggerät auf das Heck kippen würde. Somit ist festzustellen, daß die beiden gezeigten Flugzeugtypen auch bei Hinzufügen von Stabilitätshilfen kaum für den VTOL-Einsatz geeignet sind und deshalb auf den STOL-Betrieb beschränkt sind.

Zudem ist in den genannten Artikel der Zeitschrift Aviation Week & Space Technology die Rede davon, daß es eine wesentliche Aufgabe der vorgestellten Flugzeugtypen ist, den Flügelaußenteil relativ zum Flügelnanteil und Leitwerksträger frei in die Luftströmung einzustellen, um die Böenbelastung abzubauen. Ein solches Merkmal hat aber auf die VTOL-Eignung bzw. die Stabilisierung im Schwebeflug kaum Einfluß.

Darüberhinaus sind bei den in den beiden Artikeln der Zeitschrift Aviation Week & Space Technology dargestellten Flugzeugtypen zur Erfüllung der Funktion "Böenabminderung" die Außenflügel erforderlich, so daß die beiden Flugzeugtypen bei Einsätzen, wo ein Außenflügel entfallen könnte, ungünstiger sind. Weiterhin dient bei diesen beiden Flugzeugtypen das Flügelmittelstück zur Aufnahme der Nutzlast, d. h. die Nutzlast wird bei Start und Landung jedesmal mit dem Flügelmittelstück mitverschwenkt und die Nutzlast würde — falls eine horizontale Lage der Nutzlast (z. B. beim Passagiertransport) gefordert wird — eine gelenkige Aufhängung benötigen.

Der Erfindung liegt die Aufgabe zugrunde ein VTOL-Flugzeug mit einem einfachen Aufbau und mit stabilen Flugeigenschaften in jeder Flugphase zur Verfügung zu stellen.

Die Aufgabe wird durch die im Patentanspruch 1 angegebenen Merkmale gelöst. Weiterbildende Merkmale und Vorteile der Erfindung sind den Unteransprüchen und der Beschreibung zu entnehmen.

Durch die erfindungsgemäß Anordnung des schwenkbaren, mit integriertem Antrieb versehenen Flügels zwischen den Rümpfen des Flugzeugs wird in der VTOL-Phase eine Beaufschlagung des Flügels oder anderer Zelloberflächen senkrecht zur normalen Anströmrichtung durch einen Antriebsstrahl, wie beispiels-

weise einem Propellerstrahl, vermieden. Somit umströmt der Antriebsstrahl der Flügel verlustfrei und es tritt auch in der VTOL-Phase keine Schubminderung auf.

- 5 Für den zwischen den Rümpfen liegenden Strukturverband der erfundungsgemäß Doppelrumpfkonfiguration ist vorgesehen, daß ein im Flügel verlaufender Rohrholm als strukturelles Verbindungselement der beiden Rümpfe und als Drehachse des Flügels fungiert.
- 10 Hierdurch ergibt sich für den Flügel eine breite Auflagerbasis, so daß die Lagerkräfte des Flügels im Vergleich von Zapfenlagerungen bei bekannten Kippodenkonstruktionen viel niedriger ausfallen.

Ein weiterer Vorteil des erfundungsgemäß Aufbaus ist die kleine auf den Raum zwischen den Rümpfen beschränkte Wirbelschleppe des innenliegenden Flügels in der Transitionsphase. Dies läßt eine Positionierung des Höhenleitwerks im wesentlichen außerhalb der Wirbelzone zu. Gegenüber den meisten bekannten Kippflüglern ist es deshalb möglich, die Höhenleitwerksflosse(n) derart an den Rümpfen anzutragen, daß keine gleichzeitige Verschwenkung der Flosse(n) mit dem Schubvektor erforderlich ist. Diese Vereinfachung reduziert gleichermaßen Komplexität und Störanfälligkeit des VTOL-Flugzeugs. Das Leitwerk kann beispielsweise als ein die beiden Rümpfe verbindendes negatives V-Leitwerk oder jeweils nur einseitig an den Rümpfen ausgebildet sein.

Weiterhin kann die erfundungsgemäß Flugzeugkonfiguration den VTOL-Flug durchführen, ohne daß die Flugzeulgängsachse (bzw. die Rümpfe) um 90° gedreht werden muß. Die Verwendung einer erfundungsgemäß 90° Drehung bedeutet demnach eine einfache Transition von der horizontalen in die vertikale Fluglage, bei der die Mitverschwenkung der Crew- und Passagiersitze oder der Nutzlast entfallen kann.

Dadurch, daß der Erfindungsgegenstand eine Doppelrumpfanordnung mit starrer Verbindung der Rümpfe mittels einem Rohrholm verwendet, ist ausreichend Nutzvolumen in den Rümpfen vorhanden, wobei auch der Personentransport ohne weiteres möglich ist. Zudem wird mit dieser Lösung eine einfache und stabile Struktur gewährleistet, welche zusätzlich infolge Verbindung der Leitwerksträger durch Leitwerksflossen verstärkt werden kann, wie dies als vorteilhafte Weiterbildung gemäß Anspruch 8 dargestellt ist.

Ein weiterer Effekt der erfundungsgemäß Anordnung besteht auch darin, daß die Massenverteilung der Rümpfe mit den Leitwerken einerseits und dem innenliegenden Flügel mit integriertem Antrieb andererseits, dergestalt ist, daß die Rümpfe über die höhere Massenträgheit verfügen und dazu tendieren, in der Transition ihre horizontale Lage beizubehalten, was die Steuerung erleichtert.

Gemäß den Ansprüchen 2, 3, 4, 12 und 13 wird aus Gründen des besseren Hubvermögens bevorzugt ein Luftschaubenantrieb, wie ein Propeller- bzw. Rotorantrieb, als Antriebseinheit verwendet. Ist insbesondere nur ein einziger Antrieb vorgesehen, so wird für diesen Fall ein gegenläufiges koaxiales Luftschaubenpaar (Koaxialantrieb) vorgeschlagen, da dann kein unerwünschtes Drehmoment auftreten kann. Der Koaxialrotor bzw. -propeller hat zudem den Vorteil, daß der Schraubendurchmesser kleiner als bei einem Einzelrotor ausgebildet sein kann und somit Kurzstarts und -landungen (STOL) mit nur wenig geschwenktem Flügel bzw. Antrieb möglich sind; d. h. es besteht dann keine Gefahr, daß die Rotor spitzen den Boden berühren. Wei-

terhin kann mit dem Koaxialantrieb bei der erfundungsgemäßen Doppelrumpf-Konfiguration der Abstand der Rümpfe relativ klein gehalten werden, was gewichtlich vorteilhaft ist.

Bezüglich der Steuerungsautorität in der Schwebephase verfügt der bei der Erfahrung vorgesehene Koaxialantrieb über einen vollkommenen Drehmomentausgleich und besitzt bei Verwendung einer hubschrauberähnlichen vollzyklischen Rotorblattsteuerung über genügend große Steuerungsmomente, um Störungen auszugleichen. Ein zusätzlicher vertikaler Schubvektor (Heck-Fan bei Kippflüglern) entfällt somit.

Daneben bietet der Koaxialantrieb die Möglichkeit, daß statt einem Rotorantrieb (mit individuell verstellbaren Rotorblättern) ein einfacher Propellerantrieb (mit lediglich kollektiver Blattverstellung) zur Anwendung kommt. In diesem Fall würden die Steuerungsmomente im Schwebeflug durch aerodynamische Klappen gemäß Anspruch 5 aufgebracht werden, welche im Propellerstrahl liegen.

Ein weiterer Vorteil des erfundungsgemäßen Flugzeugs gegenüber den bekannten mehrmotorigen VTOL-Flugzeugen ist der Wegfall der dort erforderlichen Kraftübertragung von Triebwerk zu Triebwerk mittels aufwendigem Wellensystem. Da das erfundungsgemäße Flugzeug vorzugsweise nur über einen zentralen Antrieb verfügt, entfallen sämtliche Komponenten derartiger Übertragungssysteme mit Vorteilen bei den Kriterien Flugsicherheit, Höhe der Nutzlast, Wartungsaufwand, Verfügbarkeit und Kosten.

Neben der variablen Positionierung der Leitwerksflossen an den beiden Flugzeuggrümpfen der erfundungsgemäßen Lösung kann auch der innenliegende Flügel durch weitere Flügelteile außen an den Rümpfen bedarfswise erweitert werden, wie dies als vorteilhafte Weiterbildung nach Anspruch 6 dargestellt ist. Dies hat den Zweck, je nach den angestrebten Flugleistungen, die Größe und Streckung des Gesamtflügels zu optimieren.

Auch die gemäß der vorteilhaften Weiterbildung nach Anspruch 6 angeordneten Flügelaußenteile werden in der VTOL-Phase nicht durch den Antriebsstrahl beaufschlagt, so daß durch die Anordnung von Außenflügel ebenfalls keine Schubminderung auftreten kann. Daher können die Außenflügel starr an den Rümpfen befestigt sein, und müssen nicht mit dem Antriebsstrahl mitverschenkt werden.

Jedoch läßt es die erfundungsgemäße Konfiguration zu, ggf. völlig auf Außenflügelteile zu verzichten, wie es bei bestimmten Aufgabenstellungen verlangt sein kann (z. B. VTOL-Fluggerät mit minimalen Abmessungen).

Verschiedene Ausführungsbeispiele der Erfahrung sollen nachstehend anhand von Zeichnungen erläutert werden. Es zeigen

Fig. 1a, 1b und 1c die Drei-Seitenansicht eines ein- oder zweisitzigen VTOL-Doppelrumpfflugzeuges mit koaxialem Rotorantrieb und hubschrauberähnlicher Blattverstellung,

Fig. 2 die Draufsicht auf eine VTOL-Drohne,

Fig. 3 den Rohrholm mit Lagerung im Torsionskasten des mittig angeordneten Flügels,

Fig. 4a und 4b die Ansichten einer Flugzeugkonfiguration mit Leitwerksvarianten und Tandem-Luftschraubenantrieb,

Fig. 5 eine unsymmetrische Flugzeugkonfiguration,

Fig. 6a und 6b die Ansichten einer am mittig angeordneten Flügel installierten Triebwerksanlage mit Koaxialluftschraube,

Fig. 7a, 7b und 7c die Drei-Seitenansicht eines mehrsitzigen Reiseflugzeugs mit koaxialem Propellerantrieb und vertikaler Steuerflosse am mittig angeordneten Flügel.

Zunächst sei anhand der Fig. 1a, 1b und 1c der allgemeine Aufbau eines erfundungsgemäßen V/STOL-Flugzeugs beschrieben. Bauteile, die für Senkrechtflug und Horizontalflug in unterschiedliche Positionen geschwenkt werden können, sind an sich mit gleichem Bezugssymbol versehen, jedoch in ihrer Position für den Senkrechtflug mit einem Strich versehen. Die Flugzeuggrümpfe sind mit 1 bezeichnet; der sie verbindende Rohrholm mit 2; der auf dem Rohrholm 2 gelagerte zwischen den Rümpfen 1 angeordnete Flügel mit 3; die Lagerungen des Flügels 3 am Rohrholm mit 4; die Antriebsgondel bzw. -einheit mit 5. Die Rümpfe 1 bilden mit dem Rohrholm 2 eine bauliche Einheit, welche in den Fig. 1a bis 1c durch das kombinierte Höhen- und Seitenleitwerk 6 noch weiter strukturell stabilisiert wird. Der Antriebsgondel 5 ist ein koaxialer Propeller bzw. Rotor (auch Drehflügel genannt) 5a zugeordnet. Die Rümpfe 1 sind zur Aufnahme von Nutzlasten, wie Güter, Besatzung, Passagiere oder Betriebsstoffe (Treibstoff) vorbereitet.

Für den Vertikalflug bzw. Schwebeflug zeigt die Fig. 1b den Propellerkreis 5a' des Rotors in seiner verschwenkten Position. Das Verschwenken des zwischen den Rümpfen angeordneten Flügels 3 um den Rohrholm 2 erfolgt über eine in den Figuren nicht dargestellte Vorrichtung. Die Anordnung des Leitwerks 6 ist so getroffen, daß in der Transition, d. h. im Übergang vom Horizontal- zum Vertikalflug (und umgekehrt) die Beeinflussung durch die vom Flügel 3 verursachte Wirbelschleife minimal ist. Bedarfsweise kann das Flugzeug mit einem Paar vom am Rumpf 1 befestigten Außenflügeln 7 versehen werden, deren Torsionskasten 7a als Fortsetzung des Rohrholms 2 ausgebildet ist (der in Fig. 1b strichliert dargestellt ist). Entsprechend der Doppelrumpfanordnung ist ein an den Rümpfen 1 angeordnetes Vierbeinfahrwerk 9 vorgesehen.

In Fig. 1a bis 1c ist eine Ausführung der Erfahrung mit einer Kabine auf einem der Rümpfe 1 dargestellt; selbstverständlich kann bedarfsweise jeder der Rümpfe 1 eine Kabine aufnehmen.

Bei dem in Fig. 1a bis 1c beschriebenen Flugzeug erfolgt der Antrieb durch einen Koaxialrotor 5a mit hubschrauberähnlicher zyklischer und kollektiver Blattverstellung, womit der Schweb- und Transitionsflug ohne zusätzliche Stabilisierungshilfen sicher beherrscht werden kann. Im Reiseflug fungiert der Rotor als Propeller mit lediglich kollektiver Blattsteuerung.

Um die Transition aus dem Horizontalflug in den Vertikalflug abzukürzen, können die an den Außenflügeln 7 vorhandenen Querruder 7b als Bremsklappen fungieren, wobei die Bremswirkung durch gleichsinniges Ausschlagen erreicht wird. (vgl. Fig. 1c, Querruder 7b strichpunktiert).

In der Fig. 2 ist eine Ausführung der Erfahrung als (unbemannte) Drohne dargestellt. Zur Verdeutlichung der baulichen Einheit von Rümpfen 1, Rohrholm 2 und Leitwerk 6 ist die Primärstruktur schraffiert gekennzeichnet. Der Flügel 3 mit der Antriebsgondel 5 ist aus Gründen der besseren Übersichtlichkeit strichpunktiert dargestellt. Aus der Fig. 2 ist gut zu erkennen, daß die schraffiert dargestellten Bauteile einen in sich geschlossenen stabilen Festigkeitsverbund bilden. Im übrigen zeigt Fig. 2 eine platzsparende Flugzeugkonfiguration ohne Außenflügelteile 7, wie sie bei verschiedenen An-

wendungen von Drohnen aber auch von bemannten Flugzeugen erwünscht ist. Dabei ist auch noch auf die besondere Einfachheit des Konzepts hinzuweisen, das hier mit nur einem Antriebsmotor ohne Verbindungs-wellensystem, ohne schwenkbaren Leitwerken, ohne zusätzlichen Gebläsen und ohne Druckluftsystem aus-kommt. Außerdem ist aus der Figur ersichtlich, daß der vertikal geschwenkte Luftstrahl des Rotors 5a' sich vollkommen ungestört zwischen den beiden Rümpfen nach unten ausbreiten kann, ohne daß Flugzeugoberflächen quer zur normalen Anströmrichtung getroffen werden. Am Flügel 3 sind Querruder 3a für den Normalflug vorgesehen.

Fig. 3 zeigt detaillierter die Lagerung des Flügels 3 am Rohrholm 2. In diesem Beispiel sind drei Lagerstellen 4 (eine in der Mitte auf der Gondelachse 5b und je eine links und rechts benachbart zu den Rümpfen 1) vorgesehen. Der Flügel 3 besitzt einen Flügeltorsionskasten 3b, der den Rohrholm 2 umgibt. Die Kraftübertragung erfolgt über die Lager 4 auf den Rohrholm 2, der beispielsweise mit einem Flansch 2a am Rumpf 1 befestigt ist. Dabei können Rohrholm 2 und Flansch 2a miteinander lösbar verschraubt sein, um eine einfache Montage des Flügels 3 an den Rümpfen 1 zu gewährleisten.

In Fig. 4a und 4b ist die Vorderansicht und Draufsicht eines weiteren Ausführungsbeispiels der Erfindung dar gestellt. Die Rümpfe 1 sind jeweils mit einem kombinierten Höhen- und Seitenleitwerk 6 versehen. Falls es die strukturelle Stabilität erfordert, können die beiden integral mit den Rümpfen ausgebildeten Leitwerksträger durch einen starren profilierten Holm 6a verbunden werden (strichpunktiert dargestellt), wodurch sich die Festigkeit des Verbands Rümpfe 1 und Rohrholm 2 erhöht, mit dem Nebeneffekt, daß auch die Längsstabilität verbessert wird.

Ferner ist zum Unterschied zu den vorstehend beschriebenen Figuren in Fig. 4a und 4b eine gegenläufige Tandem-Luftschraube 10 gezeigt, welche ebenfalls den völligen Drehmomentausgleich gewährleisten kann. In diesem Fall wären die beiden Luftschrauben als Rotoren ausgebildet.

Fig. 5 zeigt eine unsymmetrische Flugzeugkonfiguration, wie sie dann erforderlich sein kann, wenn die gesamte Nutzlast in einem der Rümpfe 1 untergebracht werden soll. Der andere Rumpf 1a würde in diesem Fall dazu dienen, Ausrüstungskomponenten aufzunehmen, um die Schwerpunktlage in der Schubachse 5b' des geschwenkten Propellers 5a' sicherzustellen.

Die Fig. 6a und 6b stellen beispielhaft zwei Ansichten einer bevorzugten prinzipiellen Antriebsanlage dar. Die Antriebsanlage hat eine unterhalb des Flügels 3 angeordnete Antriebsgondel 5 mit einer Koaxial-Luftschraube 5a. In der Antriebsgondel 5 ist ein Antriebsmotor 5c und ein die Ausgangswelle des Antriebsmotors 5c mit der Koaxial-Luftschraube 5a verbindendes Getriebe angeordnet. Das Getriebe besteht beispielhaft aus einem Stirnradgetriebe 5d zur Überbrückung der Distanz zwischen Antriebsmotorachse und Gondel- bzw. Propeller-, Rotorachse 5b und einem dem Stirnradgetriebe 5d nachgeschalteten Umkehrgetriebe 5e, das die Gegenläufigkeit der Luftschrauben 5a erzeugt.

Fig. 7a bis 7c soll verdeutlichen, wie ein mehrsitziges schnelles V/STOL-Reiseflugzeug erfundungsgemäß ausgebildet werden kann. Gezeigt ist ein Flugzeug, das in jedem der Rümpfe 1 etwa sechs Sitze bietet. Der Antrieb erfolgt in diesem Fall über ein Doppeltriebwerk 5f, das auf ein Mischgetriebe 5g wirkt, welches einen ko-

axialen Propeller 5a antreibt, welcher zwar kollektive Blattverstellung, aber keine zyklische Verstellung aufweist. Zur Stabilisierung des Flugzeuges im Schwebeflug sind deshalb horizontale Steuerungsklappen 8a und vertikale Steuerungsklappen 8b am Flügel 3 vorgesehen. Letztere wirken mit vertikalen Flossen 8c zusammen, welche in der Mitte des Flügels 3 angeordnet sind. Somit ist es möglich, ohne komplexe Rotorsteuerung (mit Taumelscheibe) auszukommen und die einfachere kollektive Propellerblattverstellung anzuwenden. Der dargestellte zwischen den Rümpfen angeordnete Flügel 3 besitzt in X-Richtung des Flugzeugs dreiecksförmige Nasenerweiterungen 3b, welche in der Transition die Flügelumströmung durch eine definierte Wirbelschleppe stabilisieren sollen. Weiters sind in Fig. 7b strichpunktiert verschiedene Lagen der Antriebsachse 5b dargestellt, welche aber nicht näher bezeichnet sind. Die in dieser Ausführung dargestellten Außenflügel 7 könnten bedarfswise eine Pfeilung besitzen. Es ist ersichtlich, daß mit leicht geschwenktem Antrieb ohne weiteres Horizontalstarts und -landungen möglich sind, was für eine erhöhte Nutzlast erforderlich sein kann.

In den Ausführungen nach den Fig. 1a bis 1c, Fig. 2, und Fig. 7a bis 7c dienen die in den Heckbereich des Flugzeugs verlängerten Rümpfe 1 als Leitwerksträger. Das Leitwerk 6 ist in diesen Ausführungen als kombiniertes Seiten- und Höhenleitwerk ausgebildet. Am Heckabschnitt eines jeden der beiden Rümpfe 1 ist ein vertikaler Leitwerksabschnitt befestigt, der sich im wesentlichen nach oben (Z-Richtung) und in Richtung zur Flugzeugmitte geneigt erstreckt. An den oberen Enden der vertikalen Leitwerksabschnitte ist ein die beiden vertikalen Leitwerksabschnitte verbindender horizontaler Leitwerksabschnitt (entspricht dem Höhenleitwerk) angeordnet. Sowohl die vertikalen Leitwerksabschnitte als auch der horizontale Leitwerksabschnitt fungieren als Flossen. Die Höhenerstreckung und die Neigung zur Flugzeugmitte der vertikalen Leitwerksabschnitte ist derart dimensioniert, daß sie den Antriebstrahl im Horizontalbetrieb umschließen und daher nur geringfügig bzw. am Rande von ihm beaufschlagt werden. Die beiden Rümpfe 1 zusammen mit dem derart gestalteten Leitwerk bilden somit annähernd einen horizontalen Strömungskanal aus. Weiterhin bilden die Leitwerksabschnitte zusammen mit den Rümpfen 1 und dem Rohrholm 2 eine stabile und steife Einheit aus.

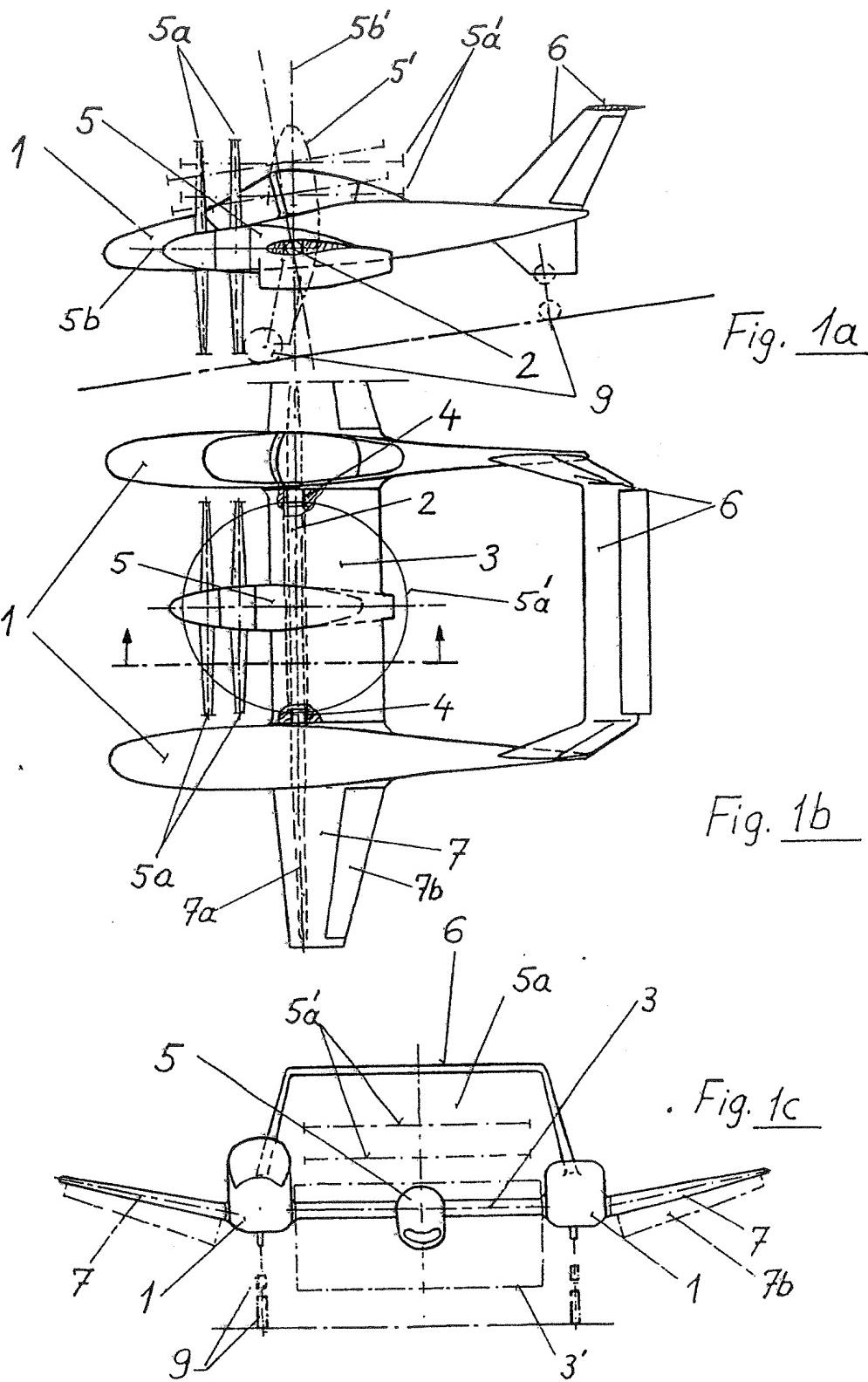
Patentansprüche

1. V/STOL-Flugzeug mit zwei zur Aufnahme von Nutzlast geeigneten Rümpfen (1), zwischen denen ein die beiden Rümpfe starr verbindender Rohrholm (2) angeordnet ist und mit einem auf dem Rohrholm (2) mindestens um 90° gegenüber den beiden Rümpfen schwenkbar gelagerten Flügel (3), an dem eine mit dem Flügel (3) schwenkbare Antriebseinheit (5) befestigt ist.
2. Flugzeug nach Anspruch 1, dadurch gekennzeichnet, daß die Antriebseinheit (5) ein Luftschaubenantrieb ist.
3. Flugzeug nach Anspruch 2, dadurch gekennzeichnet, daß der Luftschaubenantrieb zwei koaxiale gegenläufige zyklisch und kollektiv verstellbare Drehflügel hat.
4. Flugzeug nach Anspruch 2, dadurch gekennzeichnet, daß der Luftschaubenantrieb zwei koaxiale gegenläufige kollektiv verstellbare Propeller hat.

5. Flugzeug nach einem der Ansprüche 1 bis 4, dadurch gekennzeichnet, daß der zwischen den Rümpfen (1) befindliche Flügel (3) sowohl Steuerungsklappen (8a) in der Flügelebene als auch Klappen (8b) in senkrecht zur Flügelebene angeordnete, mit dem Flügel (3) verbundene Flossen (8c) hat. 5
6. Flugzeug nach einem der vorstehenden Ansprüche, dadurch gekennzeichnet, daß sich der Rohrholm (2) als Trägerstruktur (7a) durch die Rümpfe (1) hindurch nach außen erstreckt, so daß an ihnen an den beiden gegenüberliegenden Außenseiten der Rümpfe (1) Flügelaußenteile (7) befestigbar sind. 10
7. Flugzeug nach Anspruch 1 oder 6, dadurch gekennzeichnet, daß mit der Maßgabe der Schwerpunktllage in Nähe der vertikalen Schubachse (5b') sowohl Rümpfe (1) als auch Flügelabschnitte (3, 7) unsymmetrisch gestaltbar sind. 15
8. Flugzeug nach einem der vorstehenden Ansprüche, dadurch gekennzeichnet, daß die Enden der Rümpfe (1) als Leitwerksträger fungieren und im Heckbereich durch eine als Flosse ausgebildete Trägerstruktur (6a) miteinander verbunden sind. 20
9. Flugzeug nach Anspruch 8, dadurch gekennzeichnet, daß die Leitwerksträger ohne Verbindung zueinander einzelne Leitwerksflossen (6) tragen. 25
10. Flugzeug nach einem der vorstehenden Ansprüche 2 bis 9, dadurch gekennzeichnet, daß der Radius der Luftschauben (5a) kleiner bemessen ist als der Abstand Schraubenachse (5b) zum Boden bei nicht oder wenig gekipptem Flügel (3). 30
11. Flugzeug nach einem der vorstehenden Ansprüche, dadurch gekennzeichnet, daß der Flügel (3) einen Torsionskasten (3b) hat, und daß der Rohrholm (2) sich innerhalb des Torsionskastens (3b) befindet und die Kraftübertragung von Rohrholm (2) zu Torsionskasten (3b) über zwei oder mehrere Lager (4) erfolgt. 35
12. Flugzeug nach Anspruch 1, dadurch gekennzeichnet, daß als Antriebseinheit (5) im Flügel (3) ein zweimotoriger Antrieb (5f) installiert ist, der auf eine zentrale koaxiale Propellereinheit (5a) wirkt. 40
13. Flugzeug nach Anspruch 1, dadurch gekennzeichnet, daß als Antriebseinheit (5) im Flügel (3) ein oder mehr Antriebsmotoren (5c) auf zwei gegengläufige Tandemschrauben (10) in der Mitte der Antriebseinheit (5b) wirken. 45
14. Flugzeug nach einem der vorstehenden Ansprüche, dadurch gekennzeichnet, daß wenigstens einer der beiden Rümpfe (1) als eine Kabine zur Beförderung von Passagieren ausgebildet ist. 50

Hierzu 5 Seite(n) Zeichnungen

- Leerseite -



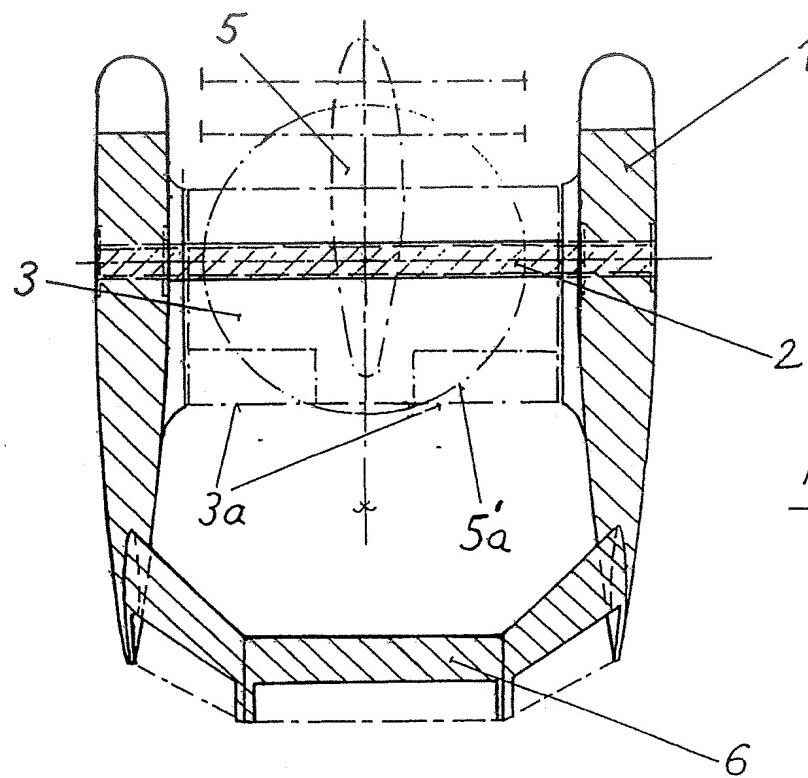


Fig. 2

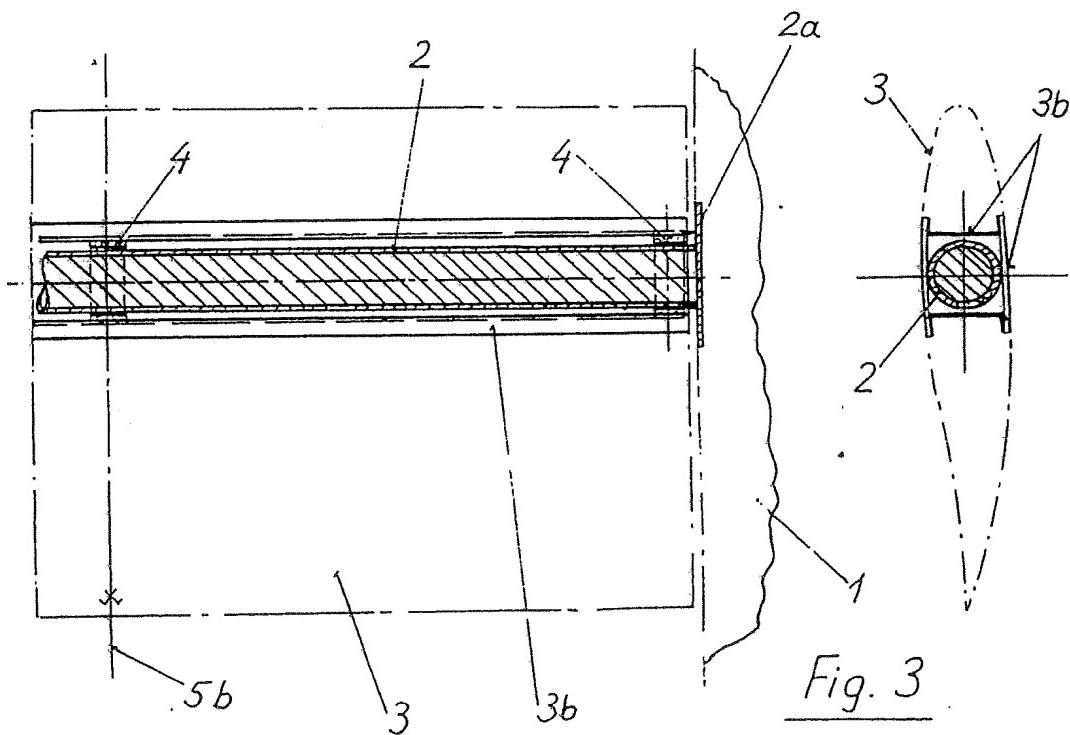


Fig. 3

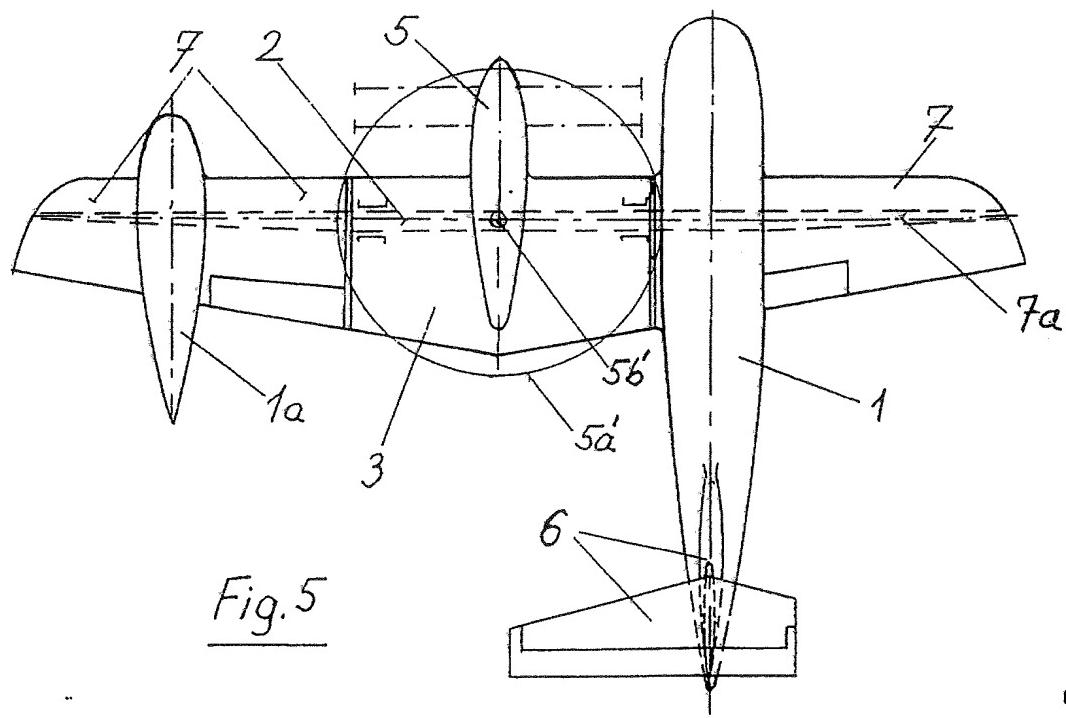
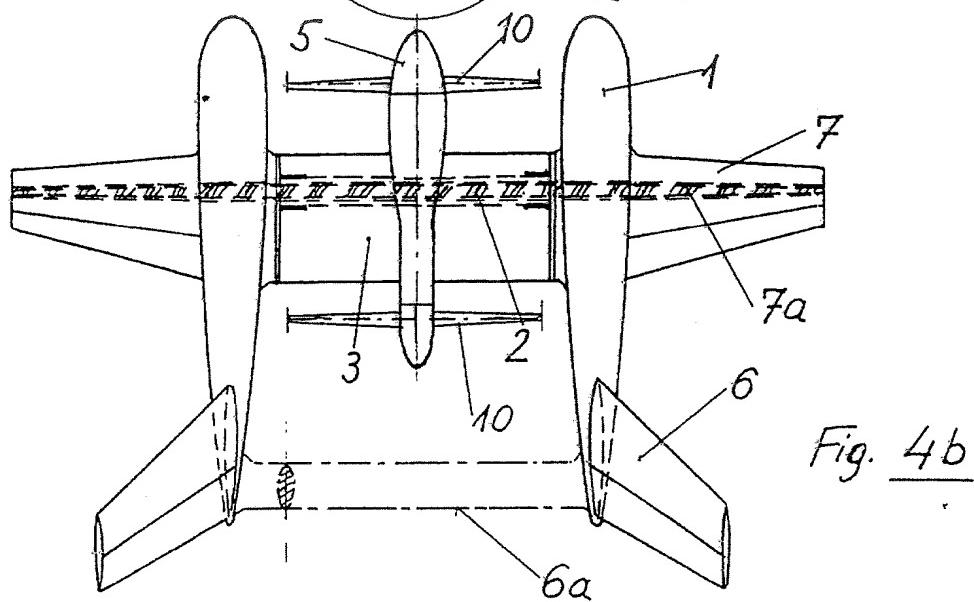
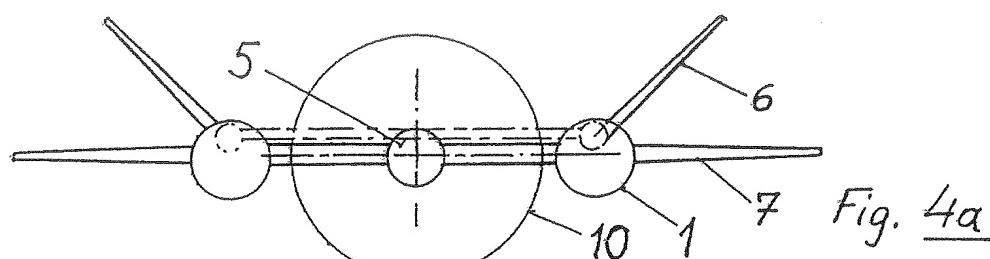


Fig. 5

